

文章编号:1000-8055(2013)02-0418-08

低速模拟技术在高压涡轮级中的应用

魏 巍, 马宏伟

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 借鉴低速模拟技术在航空发动机高压压气机研究中的成功经验, 探索了将其应用于高压涡轮部件时的气动设计方法, 提出了一种改进的叶型重设计方法. 以此方法为设计准则, 选取 E3 发动机高压涡轮的第 1 级为原型高压涡轮, 设计了与其相似的低压涡轮试验设备. 在设计过程中保证了两者之间相等或相近的稠度、展弦比等结构参数, 相近的效率、负荷系数、沿径向分布的效率和气流角等气动参数, 以及类似的无量纲叶片表面等熵马赫数分布形式. 数值模拟结果表明: 由于低压涡轮设备的落压比、总温比等参数均与原型高压涡轮差别较大, 压气机低速模拟中常用的流量系数、叶片表面压力分布等相似参数不再适用. 按照给出的结构和气动相似参数所设计的低压涡轮模型达到设计要求, 其能够反映出原型高压涡轮主要的气动参数变化趋势, 能够作为涡轮内部气动热力学研究的试验载体.

关 键 词: 低速模拟; 高压涡轮; 相似准则; 气动设计; 低速涡轮模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Applying low-speed modeling method to high pressure turbine stage

WEI Wei, MA Hong-wei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the successful experience of applying low-speed modeling technology to high pressure compressor of aero-engine, the aerodynamic design method of turbine with similar technology was investigated, and an improved blade redesign method was illustrated. Referring to an adjusted similarity principle, a low-speed turbine research facility was established, which was aerodynamically and thermally represented by the first stage of prototype high pressure turbine of E3 core. In the design process, identical structural parameters between the prototype and the expected facility, such as solidity, span-to-chord ratio, and tip clearance-to-span ratio, were assured while similar aerodynamic performance was verified; besides, acceptable similarity of non-dimensional blade surface isentropic Mach number distribution was ascertained. Numerical simulation results shows that flow coefficient and blade surface pressure distribution are not suitable in the modeling of turbine for the distinction of total pressure and total temperature. According to the similarity parameters, the modeling shows a good correspondence in aerodynamic performance, proving that the low-speed facility will provide an appropriate test platform for aerothermodynamics research of turbine.

收稿日期: 2012-03-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.418_024.html

基金项目: 国家自然科学基金(51161130525)

作者简介: 魏巍(1989—), 男, 河南驻马店人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究. E-mail: weiwei_buaa@gmail.com

通讯作者: 马宏伟(1968—), 男, 山东苍山人, 教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究. E-mail: mahw@buaa.edu.cn

Key words: low-speed modeling; high pressure turbine; similarity principle; aerodynamic design; low-speed turbine model

为了提高叶轮机的性能,近10年间,众多研究者关注着其中的叶片设计、非定常流动机理、二次流、气膜冷却方式等研究方向^[1]。由于客观条件的限制,如高压压气机的高转速、短叶片、小轴向间距^[2],以及涡轮部件中高温高压的工作环境等,研究人员在真实尺寸设计状态工作的航空发动机试验中只能采用有限的测试手段;另一种常用的研究手段是计算流体力学方法,但在上述提到的研究中,其精度仍存在局限性^[3]。

在这种背景下,GE公司最早开展了低速模拟试验方面的研究,即使用低转速模型试验器模拟发动机高转速部件内流环境^[4-7]。根据相似原理设计出的低速模型,由于尺度大、工作环境温度低、运行成本低,因此可以进行详细的流场测量,再现流场内部的复杂三维流动,加深研究者对叶轮机内部流动机理的认识。

Wisler^[6]给出了低速模拟技术应用于高压压气机的详细设计方法,进行了多种叶片设计方法、尖区二次流动、流道造型等方面的研究。Lyes^[7]在4级低速模型压气机试验器上对C147的高压压气机部件进行了模拟试验,他们对原型和模型均进行了详细的测量并做了相关分析,文中解释了两者的差异并证明了低速模拟试验的有效性。

国内也曾开展高压压气机低速模拟研究的工作。朱年国等^[8-10]证明了在二维局部线性化势方程中,高速叶型和其对应的低速变换叶型的流动相似可以达到较高精度;并采用二维无黏数值方法和叶栅风洞试验对变换后叶型进行了校验。王志强等^[4]在参考国外方法的基础上,给出了一套低速模型压气机的设计方法,并针对某高压压气机后面级设计了4级重复级低速压气机。文中给出了试验原型和低速模型的数值模拟结果并做出了详细的对比,初步证明了其设计方法的可行性。

鉴于低速模拟技术在高压压气机研制中取得的成功,国外研究者开始将低速模拟技术应用于涡轮部件中。GE公司建成低转速研究用涡轮试验器(LSRT),其试验段为2级,可更换流道型面,采用立式布局,外径为1.524 m,最大转速为600 r/min^[11]。Halstead等^[12-13]在此低速涡轮试验器上采用热膜测试技术得到了涡轮叶片表面的切应力分布,给出了附面层发展的清晰图像。Gurmuse^[14]对低速涡轮模型尖区进行了详尽的三维

流场、温度场测量,试验结果清晰,颇有说服力。

当然,低速模拟技术也有一定的局限性,在选择空气作为工质时,低速模拟的对象仅限于亚声流动。这就限制了模拟对象不能为跨声风扇、高压压气机前面级,以及大部分高压涡轮。但在高压压气机的中后级、低压涡轮和少部分高压涡轮中,低速模拟可作为一种合理的研究手段^[1]。

目前国内没有进行过针对涡轮部件的低速模拟试验研究。本文的原型高压涡轮为GE公司E3高压涡轮的第1级^[15],它的2级叶片排的进口(相对)马赫数分别为0.3和0.4,出口(相对)马赫数均为0.8。本文选择部分结构参数和部分气动参数作为相似准则建立了低速涡轮模型;并进行了数值模拟,从数值结果来看,两者的气动参数相似程度较好。

1 涡轮中低速模拟技术的相似准则

压气机中低速模拟技术的相似准则可在众多文献中查到,即通过达成2套叶型上的无量纲力相近来修正进口马赫数的差异,从而使得流场相似,这种程度的相似足以提供较为准确的信息^[1,4-7]。然而,低速模拟方法在涡轮部件中的应用并不完全相同。主要区别在以下两个方面。

1) 涡轮出口马赫数更高,涡轮叶片吸力面将出现局部超声区,低速模拟精度降低较多;另外,低速涡轮试验器一般属于中低速冷态试验设备,其落压比和总温比远达不到高速涡轮级的水平,因此,在涡轮中应用更加困难。

2) 研究内容的差别:在低速压气机模型上进行的研究内容主要包括叶型设计方法,如非常规叶片形式的验证、流道型面的筛选试验等;而对低速涡轮试验器期望是其能研究低雷诺数下涡轮的非定常工作特性、叶片封严形式和效果、流道型面,以及低压涡轮的降稠度技术、燃气入侵、气膜冷却等。综上,在涡轮部件中应用低速模拟技术的主要目的是能够建设一个体现当代航空发动机涡轮部件的气动设计理念和设计方法的低速涡轮试验设备,使其能作为针对涡轮的各项其他研究的试验载体,降低试验成本和风险;而不是一个完全和原型流动相似的低速模型。

在高压涡轮中的低速模拟中,结构参数较易保证,但气动参数很难达到相同。对于低转速的冷

气涡轮,如果流量系数、速度三角形、叶片表面压力分布等相同,反而会导致更重要的反力度和负荷系数等参数差异过大;而后者是衡量加功量主要的气动总参数。除此之外,原型涡轮中的叶片表面压力系数分布(或者等熵马赫数分布)由于局部超声区的存在,变化极为剧烈,而高温高压的进口条件,又使其绝对值远大于低速模型。因此,文中选择了相似的叶片表面作用力的加载方式和分布形式,也即是无量纲的等熵马赫数分布作为相似准则。这对高压涡轮的低速模拟来说是一个值得尝试的办法。

相对于压气机的低速模拟,涡轮部件的低速涡轮模型和原型高压涡轮之间的相似更不易达到。当低速模拟技术应用于涡轮时,对气动相似参数的取舍不同于压气机。本文选择的气动相似参数有:级负荷系数、级反力度、叶型表面等熵马赫数分布形式、雷诺数,以及沿展向的周向平均参数有效率、环量分布规律、堵塞系数等。结构参数有展弦比、稠度、无量纲轴向间距。

2 低速涡轮模型设计

2.1 原型高压涡轮

本文选择图 1 所示的 E3 发动机核心机的第 1 级高压涡轮作为研究对象,其流道为收扩型流道,流道喉道截面位于第 1 级高压涡轮的导叶和转子叶片排间。转子叶根与左右两侧的静子部件采用篦齿封严;转子不带冠,叶尖间隙为 1% 动叶平均叶高;导叶和转子叶片数分别为 46 和 76。图中给出了导叶和转子叶排中间叶高截面的速度三

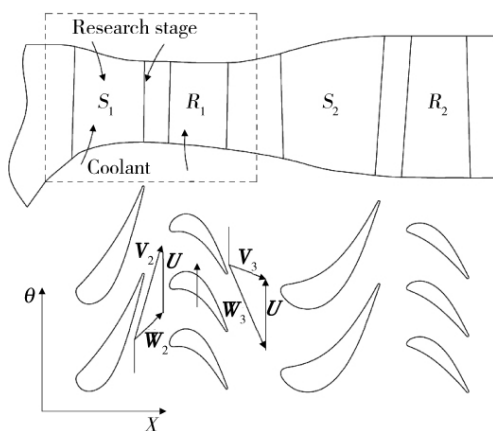


图 1 E3 高压涡轮

角形以及圆柱坐标系的定义。导叶叶片、内环和外环、转子叶片和转子盘前腔均有冷却气体通入,冷气总流量约为主流量的 18.6%,本文主要研究

涡轮试验设备的气动设计相似准则,暂不考虑冷却气体的影响。

2.2 主要的结构相似参数

文中低速涡轮模型部分结构参数已确定:采用平直流道,轮毂比取 0.75,流道机匣直径为 1 m。由于叶高为定值,为保证叶片的几何相似,叶片展弦比应尽可能相同。叶片数目和稠度是相关的 2 个参数,文献[1,7]认为稠度更能反映真实的流动性质,其试验也表明,叶片数的不同对模拟结果的影响并不大,而稠度是应该首先被保证相同或相近的参数。因此,可确定导叶和转子叶片数分别为 20 和 30。

叶片积叠方式与原型相同,导叶叶片为沿尾缘积叠,动叶叶片沿重心积叠。一般情况下,低速模拟技术要求叶片表面的粗糙度水平应与结构缩放比例相同;本文设计涡轮与原型结构尺寸相近,为简化设计取为相同。以上参数的具体数值以及其他参数详见表 1。

表 1 原型高压涡轮、低速涡轮模型的结构参数比较

Table 1 Comparison of structural parameters between the prototype high pressure turbine and the low-speed turbine model

结构参数	原型高压涡轮		低速涡轮模型	
	导叶	转子	导叶	转子
轴向弦长/mm	34.9	28.6	120.0	100.0
中间叶高弦长/mm	62.1	35.9	181.5	121.2
机匣直径/mm	370.9	367.7	500.0	500.0
叶片数	46	76	20	30
稠度	1.32	1.27	1.32	1.32
叶高/mm	43.6	41.2	125.0	125.0
展弦比	0.70	1.15	0.69	1.03
轮毂比	0.88	0.89	0.75	0.75
叶片后缘半径/mm	0.965	0.965	2.77	2.77
叶尖间隙/叶高/%	0	1.0	0	1.0
叶排轴向间距/导叶轴向弦长/%	35.7		36.3	
$Re(\text{进口(相对)速度})/10^5$	6.0	40	3.5	3.5
$Re(\text{出口(相对)速度})/10^5$	8.0	50	9.5	6.5
转速/(r/min)	12 630		1 300	

2.3 低速涡轮模型的气动设计

2.3.1 通流设计

本文使用自行开发的通流程序进行子午面通

流设计. 采用中心流面法进行降维求解. 通流计算中沿径向设定 19 条流线, 沿流向设定 13 站计算站. 首先输出原型高压涡轮周向平均的径向分布参数, 主要有效率、环量分布规律等; 由于原型高压涡轮的流道型面为收扩型面, 在进行通流设计时需要无量纲化此径向分布, 然后再将其输入通流程序进行计算.

2.3.2 低速涡轮模型的低速叶型设计

为了得到相似的无量纲体力, Wisler^[1] 概述, 随着马赫数 Ma 的变化, 叶型的攻角、弯角、厚度、安装角等参数均需进行调整; 王志强等^[4] 使用的叶片造型方法属于正问题迭代修正方法; 朱年国^[8] 通过对二维势方程进行局部线性化, 并加入附面层修正, 获得了 2 阶精度的造型方法, 但是其假设中对垂流向方向速度分量的 2 阶交叉导数项的忽略使他的低速模拟难以直接应用于涡轮部件.

本文的方法基于朱年国的造型方法, 图 2 为叶型设计的流程图. 取原型高压涡轮叶片的多个截面进行几何相似变换, 利用解析方法进行叶片造型, 以其输出叶型作为初始值输入 Mises 进行迭代修正; 在保证负荷和反力度相似的前提下, 保证类似的无量纲等熵马赫数分布形式, 其定义如下:

$$Ma_{is, nond} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_{inlet}^*}{p_{local}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} Ma_{is, ss, max} \quad (1)$$

式中 p_{inlet}^* 为当前叶高沿周向流量平均的进口 (相对) 总压, p_{local} 为叶片表面压力, κ 为等熵指数, $Ma_{is, ss, max}$ 为叶片吸力面峰值等熵马赫数.

本文取原型高压涡轮各截面设计直叶栅, 以进口马赫数为 0.3, 出口马赫数为 0.8 时的工况为基准情况. 由于此解析变换方法基于进口马赫数, 所以经变换生成一簇进口马赫数从 0.04 到 0.3 的叶型; 从中挑选出出口马赫数为 0.1~0.7 的直叶栅. 取当前叶高表面无量纲等熵马赫数代数平均偏差 $\Delta Ma_{is, nond1}$ 和绝对值平均偏差 $\Delta Ma_{is, nond2}$ 作为判断相似精度的依据, 两者的定义如下:

$$\Delta Ma_{is, nond1} = \frac{\left| \oint \delta Ma_{is, nond} ds \right|}{\oint_{Ma_{outlet}=0.8} Ma_{is, nond} ds}$$

$$\Delta Ma_{is, nond2} = \frac{\oint \left| \delta Ma_{is, nond} \right| ds}{\oint_{Ma_{outlet}=0.8} Ma_{is, nond} ds}$$

$$\delta Ma_{is, nond} = Ma_{is, nond} \big|_{Ma_{outlet}=0.8} - Ma_{is, nond} \quad (2)$$

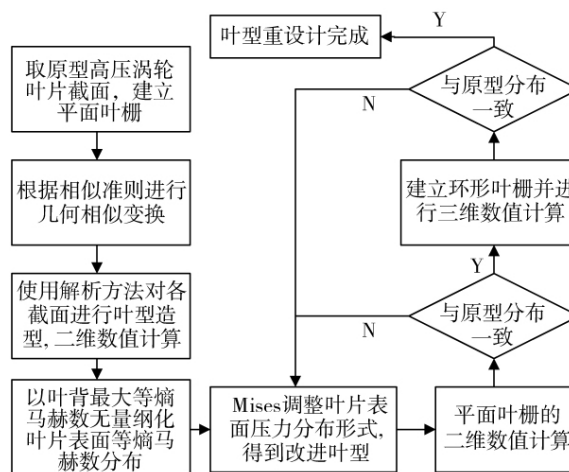


图2 低速涡轮模型叶型重设计流程

Fig. 2 Flow chart of blade redesign of low-speed turbine model

图 3 给出了 E3 转子中间叶高的变换前后 2 个偏差值的分布. 随着出口马赫数的降低, 偏差值逐渐加大. 这种解析变换方法只能在相近马赫数范围内能较准确地模拟出无量纲力的分布, 限制了其只能作为给出初始叶型的方法. 其后, 还需迭代给出最终解.

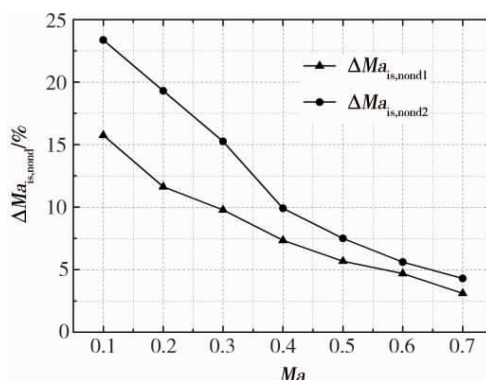


图3 转子中间叶高截面变换前后马赫数偏差

Fig. 3 Deviation of nond-isentropic Mach number of origin E3 rotor and transformed profile at mid-span

在对叶型进行了多次二维和三维数值迭代修正和计算后, 图 4 给出了中间叶高截面变换前后

的叶型,为方便比较,原型高压涡轮放大 2.97 倍(导叶中间叶高弦长比),使原型和模型的导叶弦长相同.低速涡轮模型的叶型前缘小圆直径、叶型安装角、叶型弯角、导叶的最大相对厚度均较原型高压涡轮小;而动叶的最大相对厚度变化不明显.

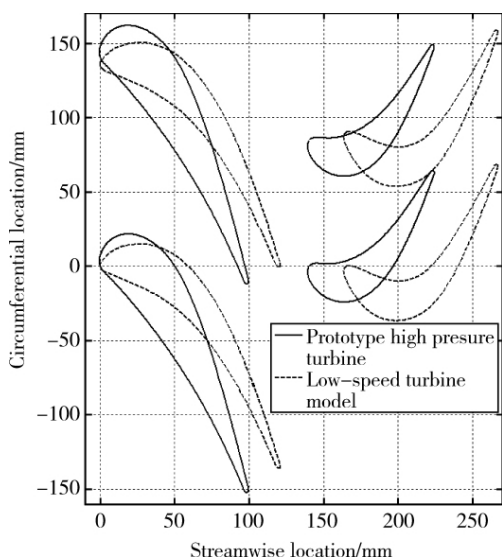


图 4 原型高压涡轮、低速涡轮模型
中间叶高叶型对比

Fig. 4 Comparison of blade profiles of the prototype high pressure turbine and low-speed turbine model at mid-span

3 低速涡轮模型的设计结果

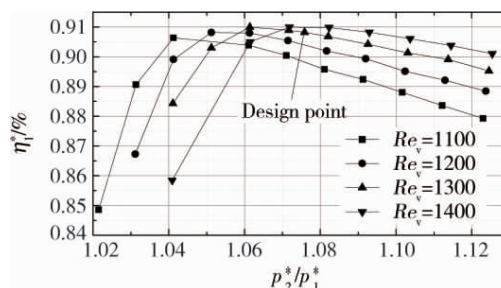
原型和模型涡轮均使用商业软件 CFX 进行数值模拟. 使用其 Turbogrid 模块生成叶型曲面以及网格. 计算采用有限体积法, 选用高阶精度格式求解三维定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程. 采用 shear stress transport (SST) 湍流模型, 壁面 Y^+ 小于 1.3, 流场内部壁面均设置为无滑移壁面条件; 网格无关性已经充分考虑, 这里不再详述. 表 2 给出了原型高压涡轮、低速涡轮模型的气动参数比较. 可以看出, 级反力度和负荷基本符合设计初衷, 绝热效率处于同一水平. 图 5 给出了低速涡轮模型在不同转速下效率随落压比的特性曲线. 设计点的绝热效率为 90.82%, 位于最大效率点附近, 转子出口的绝对气流角为 24.1° , 设计点流量为 12.19 kg/s.

图 6 给出了原型高压涡轮、低速涡轮模型 3 个不同叶高截面的导叶叶片表面无量纲熵马赫数分布. 图中的横坐标为无量纲化的沿叶片表面

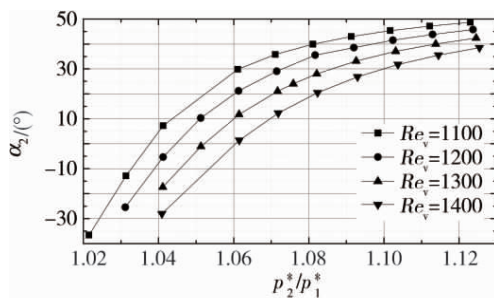
表 2 原型高压涡轮和低速涡轮模型的气动参数比较

Table 2 Comparison of aerodynamic parameters between the prototype high pressure turbine and the low-speed turbine model

气动参数	原型高压涡轮	低速涡轮模型
级反力度	0.336	0.39~0.58
负荷系数	1.48	1.51
落压比	2.25	1.08
绝热效率/%	91.3	90.82
流量系数	0.1963	0.5176



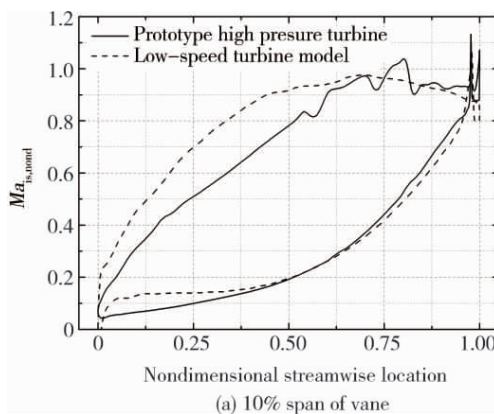
(a) 不同转速下效率随落压比的变化



(b) 不同转速下出口气流角随落压比的变化

图 5 低速涡轮模型特性曲线

Fig. 5 Performance of low-speed turbine model



(a) 10% span of vane

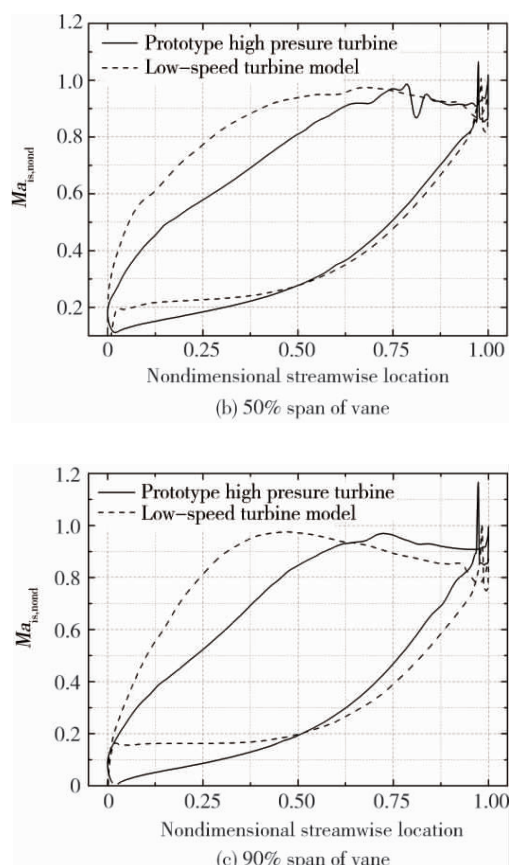


图6 导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 6 Isentropic Mach number distribution on vane blade surface

的流向坐标;纵坐标为叶片表面的无量纲等熵马赫数分布.原型高压涡轮的无量纲叶片表面等熵马赫数在叶片吸力面增加均匀;而低速涡轮模型导叶吸力面的表面无量纲等熵马赫数分布可被喉道位置(约50%轴向弦长处)分为两个部分,前50%弦长范围内增长较为均匀,其后由于扩张,流速缓慢下降.

图7给出了转子的叶片表面无量纲等熵马赫数分布.低速涡轮模型转子吸力面的叶片表面等熵马赫数分布在整个弦长范围都符合得较好;而

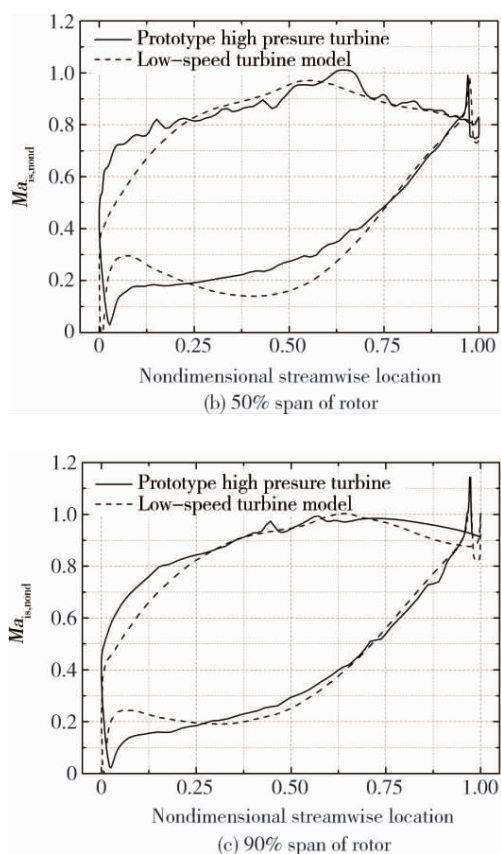
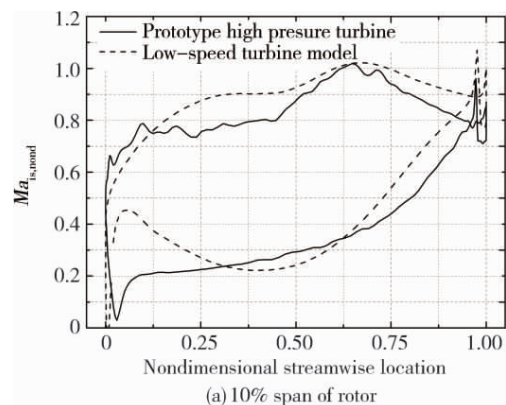


图7 转子叶片表面等熵马赫数分布

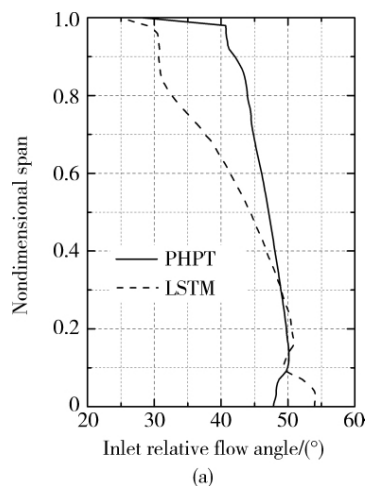
Fig. 7 Isentropic Mach number distribution on rotor blade surface

转子压力面的叶根和叶中截面分布吻合得不好,较大的负攻角是造成偏差的直接因素.

图8、图9给出了低速涡轮模型(LSTM)转子叶片进、出口截面绝对气流角和相对气流角沿径向的分布.造成转子进口负攻角的主要原因为:由于低速涡轮模型轮毂比小,叶片展长相对原型高压涡轮(PHPT)长,使导叶出口沿径向的切向速



(a) 10% span of rotor



(a)

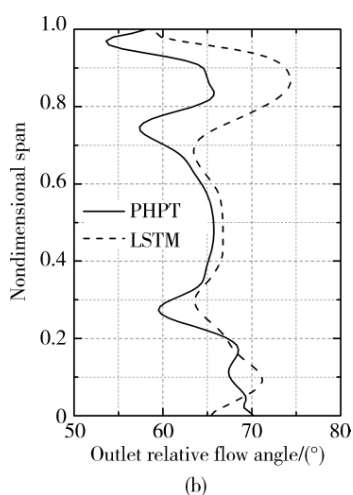


图8 转子进、出口相对气流角对比

Fig. 8 Relative flow angle of rotor inlet and outlet

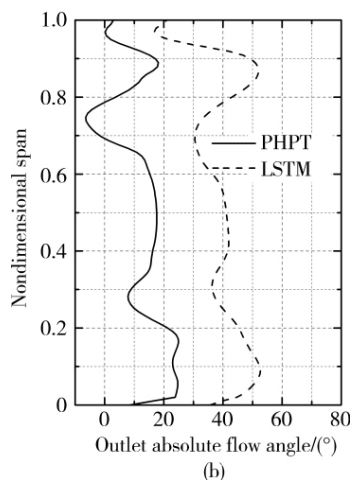
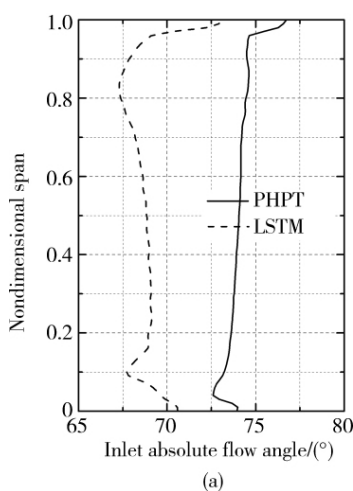


图9 转子进、出口绝对气流角对比

Fig. 9 Absolute flow angle of rotor inlet and outlet

度变化较大;在保证了转子出口截面环量分布规律类似且效率分布类似的前提下,转子进口的相对气流角变化较大,在中间叶高和叶尖处的转子攻角为负.图8中转子出口相对气流角沿径向的变化类似,但在叶尖区域有约 8° 的偏差.但从图9可知,高压涡轮原型和低速涡轮模型的转子出口绝对气流角沿径向的分布趋势符合较好.

图10给出了转子的等熵效率以及无量纲环量分布沿叶高的分布.图中,原型和模型的基本趋势相同,等熵效率的相似程度更好一些.这验证了本文第一部分提出的低速模拟准则.

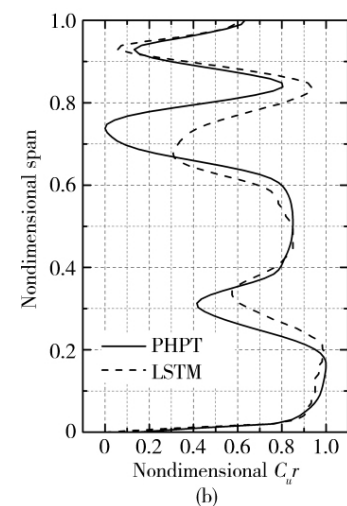
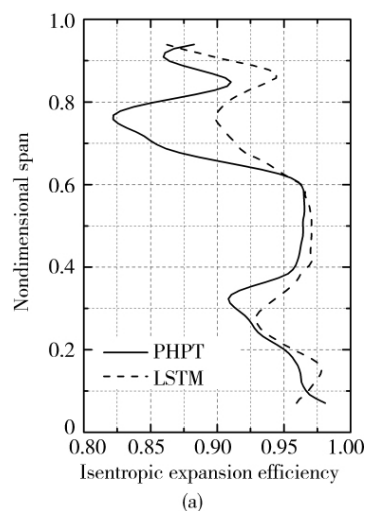


图10 转子等熵效率和无量纲环量对比

Fig. 10 Isentropic expansion efficiency and nondimensional $C_u r$ of rotor

4 结 论

1) 总结了国内外的低速模拟技术,在参考了以往经验的基础上,摸索出了一套在高压涡轮级

中应用低速模拟技术的结构、气动相似准则,主要包括稠度、展弦比、轮毂比、叶尖间隙等结构参数,及效率、级反力度、负荷系数、叶片表面无量纲等熵马赫数分布形式等气动参数。

2) 根据上述相似准则,以 E3 发动机的第 1 级高压涡轮为原型高压涡轮,设计了 1 台低速涡轮试验器。数值模拟计算表明,低速涡轮模型和原型高压涡轮的流场是相似的,其可作为多种涡轮试验研究的试验载体。

3) 探索了低速模拟技术在涡轮和压气机中应用方法的区别。由于低速涡轮模型的落压比、总温比等参数均与原型高压涡轮差别较大,因此在对发动机涡轮部件进行低速模拟时,对常用的低速模拟相似参数应有取舍,流量系数、叶片表面压力分布等参数不适合作为相似参数。

4) 为简化模型,文中没有考虑表面粗糙度、冷却、封严等,尚缺少足够的理论基础,仅限于解决指定的工程问题。此方法可大大降低高压涡轮设计和试验的难度,有较大的研究价值。

参考文献:

- [1] Wisler D C. Improving compressor and turbine performance through cost-effective low-speed testing[R]. AIAA Paper, ISABE 99-7073, 1999.
- [2] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等. 叶型探针轴流压气机性能试验结果的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 28-33.
XIANG Honghui, REN Minglin, MA Hongwei, et al. Effect of airfoil probes on the experimental results of axial flow compressor performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 28-33. (in Chinese)
- [3] 陈懋章. 中国航空发动机高压压气机发展的几个问题[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 5-37.
CHEN Maozhang. Some issues in the research and development of aeroengine HP compressor in China[J]. Aero-engine, 2006, 32(2): 5-37. (in Chinese)
- [4] 王志强,胡骏,王英峰,等. 用于低速模拟试验的低速模型压气机气动设计[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 715-723.
WANG Zhiqiang, HU Jun, WANG Yingfeng, et al. Aerodynamic design of low-speed model compressor for low-speed model testing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 715-723. (in Chinese)
- [5] 王志强,胡骏,王英峰,等. 高压压气机低速模拟实验[J]. 航空学报, 2012, 33(5): 828-838.
WANG Zhiqiang, HU Jun, WANG Yingfeng, et al. Low speed model testing for high pressure compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 828-838. (in Chinese)
- [6] Wisler D C. Loss reduction in axial flow compressors through low-speed model testing[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 102(2): 354-363.
- [7] Lyes P A. Experimental evaluation of the high-to-low speed transformation process for a highly loaded core compressor stage[R]. ASME Paper 98-GT-334, 1998.
- [8] 朱年国. 高压压气机叶栅相似变换准则的理论数值和实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 1990.
ZHU Nianguo. Theoretical and experimental research on the similarity transformation of high pressure compressor cascade[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1990. (in Chinese)
- [9] 朱年国,徐力平,陈懋章. 高压压气机叶栅的高速模型和低速模型的相似变换准则[J]. 航空动力学报, 1990, 5(3): 193-195.
ZHU Nianguo, XU Liping, CHEN Maozhang. Similarity principle of high-speed model and low-speed model of high pressure compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(3): 193-195. (in Chinese)
- [10] 朱年国,徐力平,陈懋章. 叶栅相似变换准则的实验研究[J]. 航空动力学报, 1991, 6(3): 194-196.
ZHU Nianguo, XU Liping, CHEN Maozhang. Experimental research of similarity principle of compressor cascade[D]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(3): 194-196. (in Chinese)
- [11] 陈光. GE 公司的低转速研究用压气机与涡轮试验器[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1995, 11(4): 1-3.
CHEN Guang. Low-speed research compressor and turbine facility at GE[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1995, 11(4): 1-3. (in Chinese)
- [12] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressors and turbines; Part 1 of 4 composite picture[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 114-127.
- [13] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressors and turbines; Part 3 of 4 LP turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 225-237.
- [14] Gumusel B. Aerodynamic and heat transfer aspects of tip and casing treatments used for turbine tip leakage control[D]. PA, US: The Pennsylvania State University, 2008.
- [15] Timko L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. NASA CR-168289, 1990.